第 40 卷　第 3 期
2022 年 9 月

天 文 学 进 展
PROGRESS IN ASTRONOMY

Vol. 40, No. 3
Sept., 2022

doi: 10.3969/j.issn.1000-8349.2022.03.07

GRACE-FO 单星模糊度固定及精密定轨研究

金　彪[1,2,3]，李语强[1]，周　巍[4]，李祝莲[1]，陈姗姗[5]

(1. 中国科学院 云南天文台，昆明 650216； 2. 中国科学院大学，北京 100049； 3. 航天恒星科技有限公司，北京 100094； 4. 北京跟踪与通信技术研究所，北京 100094； 5. 北京六分科技有限公司，北京 100094)

摘要： 利用载波相位偏差产品对卫星端硬件偏差进行改正，采用星间单差消除接收机端偏差；结合对应的 GPS 精密轨道和钟差产品，依次固定宽巷和窄巷模糊度，然后得到基于整数解的无电离层组合模糊度，再利用虚拟观测值对非差无电离层模糊度进行约束，最终得到固定解轨道。同时，利用载波相位残差值开展星载天线相位中心变化 (PCV) 在轨估计，以进一步提升定轨精度。分别利用欧洲定轨中心 (CODE)、法国空间研究中心 (CNES) 和武汉大学 (WHU) 发布的 GPS 精密轨道、钟差和相位偏差产品，对 GRACE-FO 卫星进行模糊度固定和精密定轨，评估不同机构产品的性能。结果表明：天线 PCV 改正能够有效减小载波相位残差，提升定轨精度；采用不同机构产品的 GRACE-FO 卫星宽巷模糊度固定率均优于 99%，窄巷模糊度固定率优于 95%；对基于 CODE, CNES 和 WHU 产品的 GRACE-FO 卫星精密定轨结果进行评估，与JPL精密轨道相比，固定解轨道三轴平均精度优于 7.0 mm；SLR 测距残差 RMS 值分别优于 9.6, 10.7 和 9.1 mm；与 KBR 星间测距值相比，利用固定解轨道计算的星间距离精度分别优于 1.8, 2.3 和 2.1 mm。利用不同机构产品解算的 GRACE-FO 卫星轨道整体差异小于 2 mm。

关　键　词： GRACE-FO 卫星；模糊度固定；天线 PCV；精密定轨

中图分类号： P228　　　　**文献标识码：** A

1　引　言

低轨卫星及其编队在遥感、海洋环境监测、时变重力场估计、地球磁场研究、掩星大气观测、定位导航授时等一系列科学研究和工程应用中发挥着不可或缺的作用。低轨卫星绝对精密轨道和相对位置信息是完成上述任务的前提和基础。自全球定位系统 (global positioning system, GPS) 成功应用于 TOPEX/POSEIDON 卫星精密定轨后[1,2]，基于星载

收稿日期： 2021-11-03； **修回日期：** 2021-11-17

通讯作者： 李语强，lyq@ynao.ac.cn

GPS 观测数据的简化动力学定轨技术[3]已广泛应用于重力场恢复和气候试验卫星[4] (Gravity Recovery and Climate Experiment, GRACE)、挑战性微型卫星载荷[5,6] (Challenging Mini-satellite Payload, CHAMP)、海洋[7]、风云[8,9]等卫星的轨道确定。利用 GPS 精密轨道和钟差产品，低轨卫星模糊度浮点解定轨精度可达 1 ~ 3 cm[10−12]，固定载波相位模糊度、开展接收机天线相位中心变化 (phase center variation, PCV) 在轨估计能够进一步提升定轨精度。

Bertiger 等人[1]和 Tapley 等人[2]利用星载 GPS 观测数据进行 TOPEX/POSEIDON 卫星定轨，径向精度达到 4 cm。此后，多个低轨卫星上搭载 GPS 接收机用于精密轨道确定。Van den IJssel 等人[5]和赵齐乐等人[6]利用国际全球导航卫星系统服务 (International Global Navigation Satellite System Service, IGS) 发布的 GPS 精密星历，采用无电离层组合观测值进行 CHAMP 卫星精密定轨，径向精度优于 4 cm；Kang 等人[4]利用卫星激光测距 (satellite laser ranging, SLR) 数据对 GRACE 定轨精度进行评估，三维轨道精度为 2 ~ 3 cm；Luthcke 等人[13]综合利用星载多普勒无线电定轨定位系统 (Doppler orbitography by radiopositioning integrated on satellite, DORIS)、SLR 和海面测高数据对 JASON-1 卫星 GPS 简化动力学定轨精度进行评估，满足 1 cm 的径向精度要求；秦建等人[14]利用星载观测数据获取了厘米级的 JASON-2 卫星轨道，在其他低轨卫星任务中，如地球重力场和海洋环流探测卫星[15,16] (Gravity Field and Steady-state Ocean Circulation Explorer, GOCE)、TerraSAR-X[11]、海洋[7]、风云[8,9]等，也得到了类似结果。上述定轨中模糊度参数为浮点解，为实现模糊度固定，Kroes 等人[17]通过构建相对动力学模型并固定双差模糊度进行 GRACE 双星相对定轨，再利用 K 波段测距 (K-band ranging, KBR) 测量出星间距离，发现其精度优于 1 mm。Jäggi 等人[10]研究了固定星间、星地双差模糊度对 GRACE 定轨精度的影响，相对于浮点解，固定模糊度可以将双星相对定轨精度由厘米级提升至 1 mm；Zhao 和 Hu[18]通过固定 GRACE 双差模糊度实现了 2 mm 的相对定轨精度。但是对于单颗低轨卫星，无法组成双差载波观测值，限制了该方法的使用。

为实现单接收机模糊度固定，国内外学者先后提出了小数周偏差法[19]、整数相位钟法[20]和解耦钟差法[21]。Bertiger 等人[22]利用美国喷气推进实验室 (Jet Propulsion Laboratory, JPL) 提供的载波相位偏差产品实现了单星模糊度固定，GRACE 相对定轨精度由浮点解的 6 mm 提升至 2 mm，JASON-2 卫星径向定轨精度优于 1 cm。Montenbruck 等人[23]在 Sentinel-3A 卫星定轨时利用法国国家空间研究中心 (Centre National d'Etudes Spatiales, CNES) 发布的宽巷改正数和钟差产品[24]对模糊度进行固定，固定解轨道重叠弧段精度和 SLR 测距残差精度均有明显提升；张小红等人[25]基于运动学方法实现了 GRACE 卫星精密单点定位 (precise point positioning, PPP) 模糊度固定；Arnold 等人[26]利用欧洲定轨中心 (Center for Orbit Determination in Europe, CODE) 发布的相位偏差产品实现 GRACE 和 Sentinel-3 卫星精密定轨中模糊度参数的固定；Guo 等人[27]对比了双差模糊度固定、单星模糊度固定和单星模糊度固定基础上的双差模糊度固定对 GRACE 卫星定轨精度的影响。

另一个影响低轨卫星定轨精度的因素是星载接收机天线相位中心的位置。低轨卫星发射前会在地面对其天线相位中心进行测量，但是由于在轨环境与地面环境的不同 (如多径)

会导致天线相位中心实际值与标定值不一致。Haines 等人[28]利用 JASON-1 星载观测数据计算天线 PCV，经 PCV 改正后无电离层组合载波相位残差由 8 mm 降低至 5 mm，基于定轨结果计算的 SLR 测距残差精度优于 11.9 mm。Jäggi 等人[29]对 GRACE 卫星天线相位中心进行了研究，并描述了两种天线 PCV 的估计方法：直接估计法和残差法。Montenbruck 等人[23]对 Sentinel-3A 卫星的天线 PCV 进行了在轨估计，国内马洋等人[30]对 JASON-2 卫星的天线 PCV 进行了估计，改正后载波残差减小至 5.5 mm，径向定轨精度优于 1 cm。

GRACE 后续星 (GRACE follow on, GRACE-FO) 卫星于 2018 年 5 月成功发射。与 GRACE 卫星类似，GRACE-FO 卫星编队由两颗卫星组成 (GRACE-C 和 GRACE-D 卫星)，星上均搭载了 GPS 接收机、SLR 角反射器和 KBR 设备[31]。Kang 等人[32]研究了仅使用 GPS 数据和联合使用 GPS 和 KBR 数据对 GRACE-FO 定轨精度的影响；邵凯等人[12] 开展了基于模糊度固定的 GRACE-FO 精密定轨研究。本文利用星载实测数据开展 GRACE-FO 天线 PCV 在轨建模，同时分别使用 CODE, CNES 和武汉大学 (WHU) 的 GPS 精密轨道、钟差和相位偏差产品进行 GRACE-FO 单星模糊度固定及精密定轨，研究模糊度固定和天线 PCV 在轨标定对低轨卫星绝对、相对定轨精度的影响。

第 2 章在 GPS 观测方程的基础上，给出单星模糊度固定和天线 PCV 估计的数学模型。第 3 章介绍了 GRACE-FO 卫星定轨策略。第 4 章对结果进行分析，包括天线 PCV 计算结果、模糊度固定效果、单星绝对定轨精度以及双星相对定轨精度。第 5 章给出了结论。

2 数学模型

2.1 GPS 观测模型

GPS 伪距和载波相位观测值可表示为[27,33]：

$$\begin{cases} P_{\mathrm{r},j}^{\mathrm{s}} = \rho_{\mathrm{r}}^{\mathrm{s}} + c(\mathrm{d}t_{\mathrm{r}} - \mathrm{d}t^{\mathrm{s}}) + I_{\mathrm{r},j}^{\mathrm{s}} + b_{\mathrm{r},j} - b_j^{\mathrm{s}} + \varDelta_{\mathrm{PCO}} + \varDelta_{\mathrm{PCV}} \\ L_{\mathrm{r},j}^{\mathrm{s}} = \rho_{\mathrm{r}}^{\mathrm{s}} + c(\mathrm{d}t_{\mathrm{r}} - \mathrm{d}t^{\mathrm{s}}) - I_{\mathrm{r},j}^{\mathrm{s}} + \lambda_j(N_{\mathrm{r},j}^{\mathrm{s}} + B_{\mathrm{r},j} - B_j^{\mathrm{s}}) + \lambda_j\omega_{\mathrm{r}}^{\mathrm{s}} + \varDelta_{\mathrm{PCO}} + \varDelta_{\mathrm{PCV}} \end{cases} , \quad (1)$$

式中，$P_{\mathrm{r},j}^{\mathrm{s}}$ 和 $L_{\mathrm{r},j}^{\mathrm{s}}$ 表示伪距和载波相位观测值，r 和 s 分别表示星载接收机和卫星，j 表示信号频率，$\rho_{\mathrm{r}}^{\mathrm{s}}$ 为接收机和卫星间的几何距离，c 为光速，$\mathrm{d}t_{\mathrm{r}}$ 和 $\mathrm{d}t^{\mathrm{s}}$ 为接收机和卫星钟误差，$I_{\mathrm{r},j}^{\mathrm{s}}$ 为电离层延迟，$b_{\mathrm{r},j}$ 和 b_j^{s} 为接收机和卫星端伪距硬件偏差，$B_{\mathrm{r},j}$ 和 B_j^{s} 为载波相位硬件偏差，以周表示。$\varDelta_{\mathrm{PCO}}$ 和 $\varDelta_{\mathrm{PCV}}$ 表示星载天线相位中心偏差 (phase center offset, PCO) 和 PCV 对观测值的影响，其中 $\varDelta_{\mathrm{PCV}}$ 随高度角和方位角变化。λ_j 为频率 j 对应的载波波长，$N_{\mathrm{r},j}^{\mathrm{s}}$ 为相位模糊度，$\omega_{\mathrm{r}}^{\mathrm{s}}$ 为载波相位缠绕。相位缠绕可利用模型进行改正[34]，后续推导中将忽略该项。

为消除电离层延迟一阶项，须构建无电离层组合观测值。同时在 IGS 等数据处理中，通常以伪距观测值为基准解算导航卫星钟差，此时接收机和卫星端伪距硬件偏差会被吸收进钟差项，式 (1) 可写为：

$$\begin{cases} P^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} = \rho^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r}} + c(\bar{\mathrm{d}}t_{\mathrm{r}} - \bar{\mathrm{d}}t^{\mathrm{s}}) + \varDelta_{\mathrm{PCO}} + \varDelta_{\mathrm{PCV}} \\ L^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} = \rho^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r}} + c(\bar{\mathrm{d}}t_{\mathrm{r}} - \bar{\mathrm{d}}t^{\mathrm{s}}) + \lambda_{\mathrm{l}}\bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} + \varDelta_{\mathrm{PCO}} + \varDelta_{\mathrm{PCV}} \\ \bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} = N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} + (B_{\mathrm{r,IF}} - b_{\mathrm{r,IF}}/\lambda_{\mathrm{l}}) - (B^{\mathrm{s}}_{\mathrm{IF}} - b^{\mathrm{s}}_{\mathrm{IF}}/\lambda_{\mathrm{l}}) \end{cases} , \tag{2}$$

式中，$P^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}}$ 和 $L^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}}$ 为无电离层组合伪距和载波相位观测值，$\bar{\mathrm{d}}t_{\mathrm{r}}$ 和 $\bar{\mathrm{d}}t^{\mathrm{s}}$ 为吸收了伪距硬件延迟的接收机和卫星钟差，$N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}}$ 为无电离层组合模糊度，$b_{\mathrm{r,IF}}$ 和 $b^{\mathrm{s}}_{\mathrm{IF}}$ 为接收机和卫星端无电离层组合伪距硬件偏差，$B_{\mathrm{r,IF}}$ 和 $B^{\mathrm{s}}_{\mathrm{IF}}$ 为组合载波相位偏差，λ_{l} 为 L_1 载波波长，$\bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}}$ 为利用伪距和载波相位观测值进行定位时解算的浮点解模糊度，其包含了接收机、卫星端伪距和载波硬件偏差。

2.2　单星模糊度固定

无电离层组合模糊度 $\bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}}$ 可分解为宽巷和窄巷模糊度[27]：

$$\begin{cases} \bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} = \dfrac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,WL}} + \dfrac{f_1}{f_1 + f_2} \bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,NL}} \\ N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,WL}} = N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,1}} - N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,2}} \\ \bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,NL}} = N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,NL}} + d_{\mathrm{r,NL}} - d^{\mathrm{s}}_{\mathrm{NL}} \end{cases} , \tag{3}$$

其中，f_1 和 f_2 为对应载波 L_1 和 L_2 的频率，$N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,WL}}$ 和 $N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,NL}}$ 为整数宽巷和窄巷模糊度，$\bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,NL}}$ 为浮点窄巷模糊度，$N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,1}}$ 和 $N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,2}}$ 为载波 L_1 和 L_2 的模糊度，$d_{\mathrm{r,NL}}$ 和 $d^{\mathrm{s}}_{\mathrm{NL}}$ 为接收机和卫星端伪距和载波硬件偏差的窄巷组合。利用 MW 组合[35,36]解算宽巷模糊度，可得：

$$\bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,WL}} = \left(\frac{f_1 L^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,1}} - f_2 L^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,2}}}{f_1 - f_2} - \frac{f_1 P^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,1}} - f_2 P^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,2}}}{f_1 + f_2} \right) / \lambda_{\mathrm{WL}} = N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,WL}} + d_{\mathrm{r,WL}} - d^{\mathrm{s}}_{\mathrm{WL}} , \tag{4}$$

式中，$d_{\mathrm{r,WL}}$ 和 $d^{\mathrm{s}}_{\mathrm{WL}}$ 为接收机和卫星端宽巷硬件偏差，λ_{WL} 为宽巷波长。分别对接收机和卫星端宽巷偏差进行改正，可实现宽巷模糊度固定。宽巷模糊度固定后，代入式 (3) 中计算浮点窄巷模糊度，可得：

$$\bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,NL}} = \frac{f_2}{f_1 - f_2} N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,WL}} - \frac{f_1 + f_2}{f_1} \bar{N}^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,IF}} = N^{\mathrm{s}}_{\mathrm{r,NL}} + d_{\mathrm{r,NL}} - d^{\mathrm{s}}_{\mathrm{NL}} . \tag{5}$$

同样，对接收机和卫星端窄巷偏差进行改正可以实现窄巷模糊度的固定。实际处理时，卫星端宽巷和窄巷模糊度相位偏差可采用地面站网数据进行解算并向用户提供，用户端宽巷和窄巷硬件偏差则无法直接获取。文中采用星间单差的方式消除接收机端偏差，根据式 (4) 和式 (5) 可得到：

$$\begin{cases} \Delta\bar{N}^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,WL}} = \Delta N^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,WL}} - \Delta d^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{WL}} \\ \Delta\bar{N}^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,NL}} = \Delta N^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,NL}} - \Delta d^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{NL}} \end{cases} , \tag{6}$$

式中，$\Delta\bar{N}^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,WL}}$ 和 $\Delta\bar{N}^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,NL}}$ 为卫星 $\mathrm{s_1}$ 和 $\mathrm{s_2}$ 宽、窄巷浮点解模糊度的星间单差值，$\Delta N^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,WL}}$ 和 $\Delta N^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,NL}}$ 为整数宽、窄巷模糊度的差值，$\Delta d^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{WL}}$ 和 $\Delta d^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{NL}}$ 为星间宽、窄巷硬件偏差的差值，可利用改正数进行改正。固定星间单差宽巷和窄巷模糊度后，可根据式 (7) 恢复无电离层组合模糊度，即：

$$\Delta N^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,IF}} = \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} \Delta N^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,WL}} + \frac{f_1}{f_1 + f_2} (\Delta N^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{r,NL}} - \Delta d^{\mathrm{s_1,s_2}}_{\mathrm{NL}}) , \tag{7}$$

$\Delta N_{\mathrm{r,IF}}^{\mathrm{s_1,s_2}}$ 为星间无电离层组合模糊度的差值。利用式 (7) 对非差无电离层组合模糊度进行约束，得到固定解轨道。

2.3 天线相位中心估计

GPS 相位观测值是通过测量导航卫星信号发射时刻发射天线相对于接收时刻接收天线各自的瞬时相位中心得到，但是天线瞬时相位中心随高度角、方位角和信号频率的变化而变化。瞬时天线相位中心可用相位中心的平均值 (PCO) 和相对于该平均值的变化 (PCV) 进行描述，如式 (8) 所示[37]：

$$\Delta\Phi(a,z,f_i)=\varDelta_{\mathrm{PCO}}+\varDelta_{\mathrm{PCV}}(a,z,f_i)\quad , \tag{8}$$

式中，a 为导航卫星相对于接收机的方位角，z 为高度角，f_i 为信号频率，$i=1,2$ 表示信号频率数量。利用上式可实现瞬时相位中心到天线参考点的转换，$\varDelta_{\mathrm{PCO}}$ 和 $\varDelta_{\mathrm{PCV}}$ 在使用时需自洽。

低轨卫星星载天线相位中心可采用球谐函数或分段线性函数进行描述[29,37]。本文利用分段线性函数对低轨卫星接收天线 PCV 进行建模。该模型假设天线 PCV 由不同格网构成，对天线方位角和高度角进行等分得到格网，其中方位角范围为 0° ~ 360°，高度角范围为 0° ~ 90°。当某时刻观测值处于格网 $ABCD$ 内 P 点时，则其 PCV 值采用线性内插为[37]：

$$\begin{aligned}\varDelta_{\mathrm{PCV},P}=&(1-\alpha)(1-\beta)\varDelta_{\mathrm{PCV},A}+\alpha(1-\beta)\varDelta_{\mathrm{PCV},B}+\alpha\beta\varDelta_{\mathrm{PCV},C}+(1-\alpha)\beta\varDelta_{\mathrm{PCV},D}=\\&[(1-\alpha)(1-\beta)\ \ \alpha(1-\beta)\ \ \alpha\beta\ \ (1-\alpha)\beta][\varDelta_{\mathrm{PCV},A}\ \ \varDelta_{\mathrm{PCV},B}\ \ \varDelta_{\mathrm{PCV},C}\ \ \varDelta_{\mathrm{PCV},D}]^{\mathrm{T}}\end{aligned} \tag{9}$$

其中，$\alpha=(a-a_1)/(a_2-a_1)$, $\beta=(z-z_1)/(z_2-z_1)$，$\varDelta_{\mathrm{PCV},P}$ 为 P 点的 PCV 值，α 和 β 为组合系数，a 和 z 为 P 点的方位角和高度角，a_1 为 A 和 D 点的方位角，a_2 为 B 和 C 点的方位角，z_1 为 A 和 B 点高度角，z_2 为 C 和 D 点高度角，$\varDelta_{\mathrm{PCV},A}$, $\varDelta_{\mathrm{PCV},B}$, $\varDelta_{\mathrm{PCV},C}$, $\varDelta_{\mathrm{PCV},D}$ 分别为 A,B,C,D 点的 PCV 值，为待估参数。文中利用载波相位残差解算各格网点 PCV 值，定轨时再利用模型内插出特定方位角和高度角下的 PCV 改正数。

3 定轨策略

采用简化动力学方法进行 GRACE-FO 卫星精密定轨，估计参数包括卫星初始位置和速度矢量。利用卫星属性信息[31] 进行太阳光压和大气阻力建模，采用阻力温度模型 94 (drag temperature model 94, DTM94[38]) 计算大气密度，定轨过程中同时估计大气阻力和太阳光压系数。为了补偿模型误差，计算切向和法向每圈 1 次 (one cycle per resolution, CPR) 的周期性经验加速度，其他待估参数还包括接收机钟差和模糊度。星载 GPS 天线 PCO 根据公布的参数进行改正[31]，PCV 利用载波相位残差进行在轨估计[39,40]。GPS 卫星轨道和钟差采用事后精密产品，同时利用相位偏差产品对载波相位观测值进行改正。定轨时首先基于无电离层组合观测值得到浮点解轨道，再根据第 2 章介绍的方法，依次固定宽巷和窄巷模糊度并恢复无电离层组合模糊度，最终得到固定解轨道。具体定轨策略见表 1。

表 1 GRACE-FO 卫星定轨和模糊度固定策略

模型	参数	说明
先验力模型	地球重力场	EIGEN_06C(130×130)
	固体潮和极潮	IERS 2010
	海潮	FES2004(30×30)
	海洋极潮	Desai (30×30)
	三体引力	JPL 星历 DE405
	相对论效应	IERS 2010
	太阳光压	卫星宏模型
	大气阻力	卫星宏模型，DTM94
使用数据和产品	观测数据	非差无电离层组合
	采样间隔	10 s
	截止高度角	0°
	GPS 轨道	CODE, CNES, WHU 产品
	GPS 钟差和相位偏差	CODE, CNES, WHU 产品
	GPS 天线	igs14.atx
	接收机天线	改正
	相位缠绕	改正
	相对论改正	IERS 2010
参数估计	卫星状态	卫星初始位置和速度矢量
	大气阻力系数	每 90 min 计算 1 次
	太阳光压系数	每定轨弧段计算 1 个
	经验力	1-CPR 切向、法向经验加速度，每 90 min 计算 1 组
	接收机钟差	每历元计算
	模糊度	每跟踪弧段计算 1 个
	模糊度固定	宽巷固定阈值 0.25 周，窄巷固定阈值 0.15 周，高度角阈值为 3°

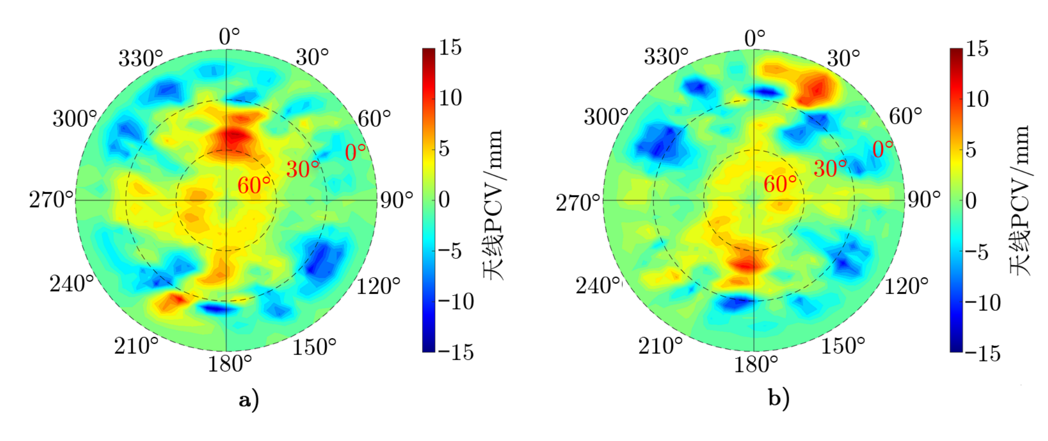
4 定轨结果分析

GRACE-FO 卫星轨道高度为 500 km，两颗卫星相距约 200 km。本文使用 2019 年星载 GPS 观测数据进行 GRACE-FO 卫星精密定轨。观测数据可从德国波茨坦地球科学研究中心 (Geo Forschungs Zentrum, GFZ) 提供的 Level 1B RL04 数据包中获取。数据包内同时含有卫星四元素姿态信息、机动信息、JPL 提供的精密轨道以及 KBR 星间测距值等。文中将利用 JPL 精密轨道和 KBR 数据进行定轨精度评估。分别利用 CODE[41,42], CNES[20,21] 和 WHU[43] 发布的 GPS 卫星精密轨道、钟差和相位偏差产品进行 GRACE-FO 单星模糊度固定和精密定轨。

4.1 天线相位中心校正

根据 2.3 节描述，利用无电离层组合载波相位残差计算 GRACE-FO 星载 GPS 天线 PCV 改正数。为减小计算量，方位角和高度角分辨率均为 5°。具体计算时，首先利用单个定轨弧段的残差数据估计该弧段对应的 PCV 改正数，之后对 2019 年所有有效的 PCV 改正数进行平均，从而得到整个定轨时段的 PCV 估计值。对载波观测值进行 PCV 改正并

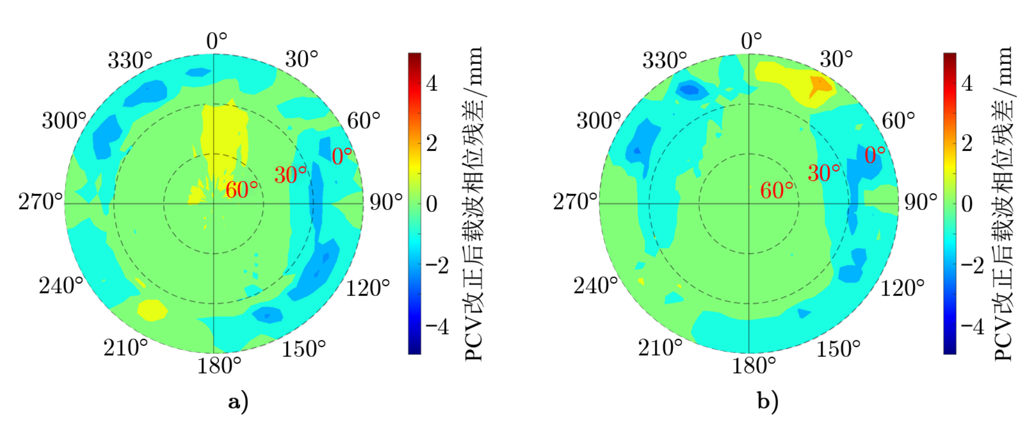
再次进行定轨解算，利用新的残差数据估计 PCV 改进值，共迭代 4 次，得到最终的天线 PCV 值。图 1 为 GRACE-FO 卫星的天线 PCV 计算结果，a) 为 GRACE-C 卫星的 PCV，b) 为 GRACE-D 卫星的结果。对于 GRACE-C 卫星，方位角 0° 为卫星飞行方向；对于 GRACE-D 卫星，方位角 180° 为飞行方向。GRACE-C 卫星在方位角 10°、高度角 50° 时，PCV 有最大值 13.28 mm；在方位角 185°、高度角 25° 时，PCV 存在最小值 −12.57 mm。GRACE-D 卫星在方位角 190°、高度角 50° 时，存在最大值 11.62 mm；在方位角 5°、高度角 25° 时，PCV 存在最小值 −12.15 mm。



注：a) GRACE-C 卫星；b) GRACE-D 卫星。

图 1　GRACE-FO 卫星 5°×5° 天线 PCV 改正

利用上述天线 PCV 计算结果对载波相位观测值进行改正，再次进行定轨处理，对载波相位残差值进行统计，得到残差均值如图 2 所示，此时绘图阈值为 5 mm。经天线 PCV 改正后，GRACE-C 和 GRACE-D 卫星相位残差最大值分别减小至 2.9 mm 和 2.8 mm；在高度角 30° ∼ 90° 范围内，载波相位残差小于 1.5 mm。载波残差体现了误差模型和所使用数据的一致性，可以推断天线 PCV 的改正将有助于提升定轨精度。

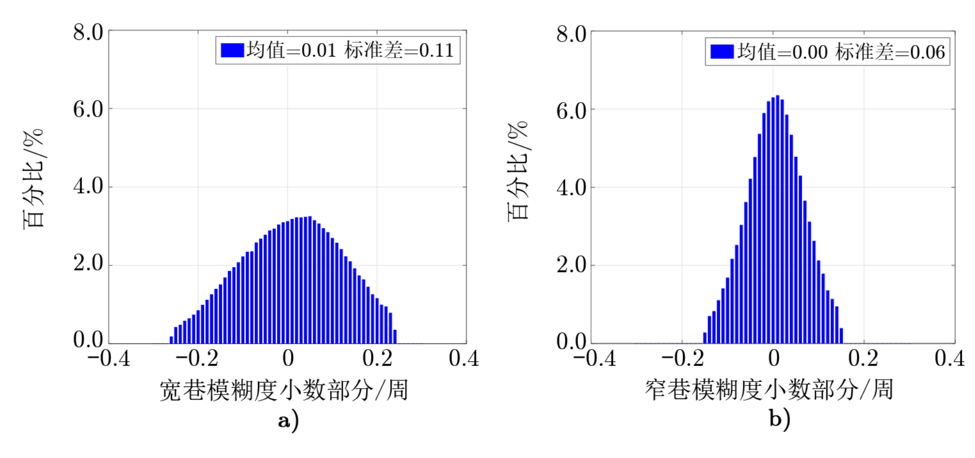


注：a) GRACE-C 卫星；b) GRACE-D 卫星。

图 2　天线 PCV 改正后 GRACE-FO 卫星载波相位残差

4.2　模糊度固定效果

利用取整法对浮点模糊度进行固定[44]，宽巷、窄巷模糊度固定阈值分别为 0.25 和 0.15 周。对利用 CODE 产品解算的宽巷和窄巷模糊度小数部分进行统计，如图 3 所示，宽巷模糊度小数部分均值为 0.01 周，标准差为 0.11 周；窄巷模糊度均值为 0，标准差为 0.06 周。较小的标准差有利于模糊度固定，也反映了相位偏差产品质量较高以及所使用模型的正确性。基于 CNES 和 WHU 产品的宽巷、窄巷模糊度小数部分结果类似。



注：a) 宽巷模糊度小数部分；b) 窄巷模糊度小数部分。

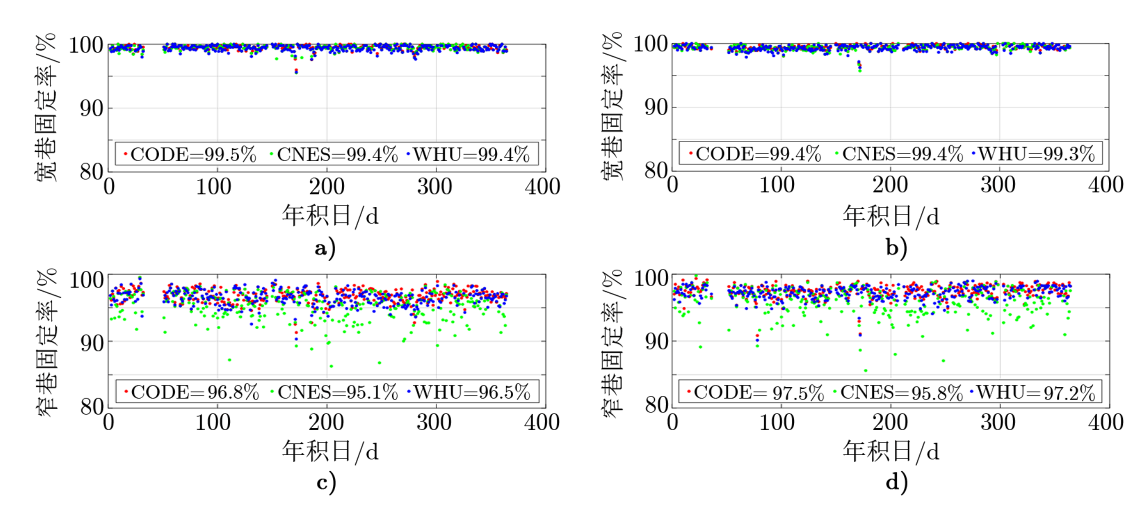
图 3　利用 CODE 产品解算的 GRACE-FO 卫星模糊度小数部分分布

GRACE-FO 卫星宽巷和窄巷模糊度的固定率如图 4 所示，a) 和 c) 为 GRACE-C 卫星宽巷、窄巷模糊度固定率，b) 和 d) 为 GRACE-D 卫星宽巷、窄巷模糊度固定率。红色、绿色和蓝色点分别表示使用 CODE, CNES 和 WHU 产品的结果，横坐标为年积日。年积日 33 至 51 日，由于数据缺失未给出结果。可以看出，基于不同产品的宽巷模糊度固定率均优于 99%，窄巷模糊度固定率优于 95%，使用 CODE 产品的模糊度固定率最高，宽巷、窄巷模糊度固定率分别优于 99.4% 和 96.8%。

4.3　绝对定轨结果分析

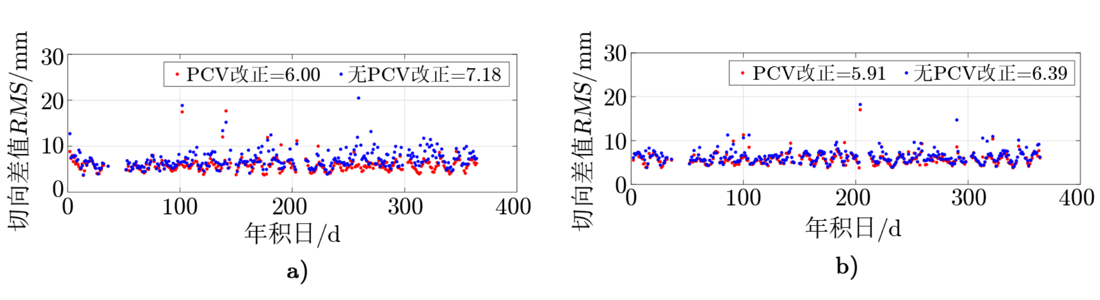
GRACE-FO 数据包中同时提供了 JPL 解算的精密轨道产品，该轨道是基于单星模糊度固定的简化动力学轨道[22,31]。将文中生成的定轨结果与 JPL 精密轨道进行比较，以评估定轨精度。首先，为了验证天线 PCV 的改正效果，分别将采用和不采用 PCV 改正的定轨结果与 JPL 精密轨道作差。图 5 为天线 PCV 改正前后利用 CODE 产品的定轨结果与 JPL 轨道切向差异的均方根误差 (root mean square, RMS) 值。a) 和 b) 分别为 GRACE-C 和 GRACE-D 卫星的结果，蓝色点为无 PCV 改正的差值，红色点表示采用了 PCV 改正。经天线 PCV 改正后，两颗卫星的切向差值分别由 7.2 mm 和 6.4 mm 减小至 6.0 mm 和 5.9 mm，径向和法向结果见表 2，天线 PCV 改正对轨道切向精度提升最为显著。

图 6 分别为基于不同产品的模糊度固定解轨道与 JPL 精密轨道的切向差值，a) 和 b) 分别对应 GRACE-C 和 GRACE-D 卫星，红色、绿色和蓝色点分别表示利用 CODE, CNES



注：a) GRACE-C 卫星宽巷固定率；b) GRACE-D 卫星宽巷固定率；c) GRACE-C 卫星窄巷固定率；d) GRACE-D 卫星窄巷固定率。

图 4 GRACE-FO 卫星模糊度固定率



注：a) GRACE-C 卫星；b) GRACE-D 卫星。

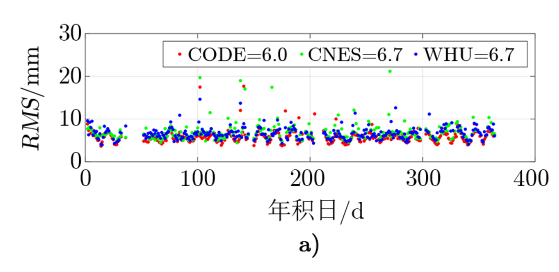
图 5 PCV 改正前后固定解轨道与 JPL 精密轨道的切向差值

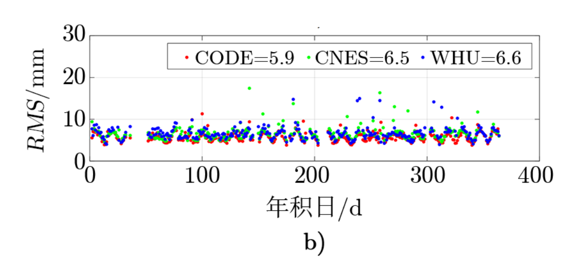
表 2 GRACE-FO 天线 PCV 改正对定轨结果的影响

卫星	轨道分量	无 PCV 固定解/mm	PCV 改正固定解/mm	PCV 改正提升效果/%
GRACE-C	切向	7.2	6.0	16.7
	法向	6.2	6.2	0
	径向	5.2	5.1	1.9
GRACE-D	切向	6.4	5.9	7.8
	法向	6.3	6.1	3.2
	径向	5.1	5.1	0

和 WHU 产品的结果。定轨过程中均利用 4.1 节结果对天线 PCV 进行了改正。法向和径向统计结果见表 3。可以看出，基于不同产品的 GRACE-FO 模糊度固定解轨道与 JPL 精密轨道的差值均小于 7.0 mm，不同机构产品定轨结果差异小于 1.0 mm。图中部分时间如年积日 103, 134 和 270 d 切向定轨误差较大，主要是由于该时段内可视 GPS 卫星数较少，导致定轨精度变差。

GRACE-FO 卫星搭载了 SLR 激光角反射器，SLR 测距值可作为独立手段对卫星定





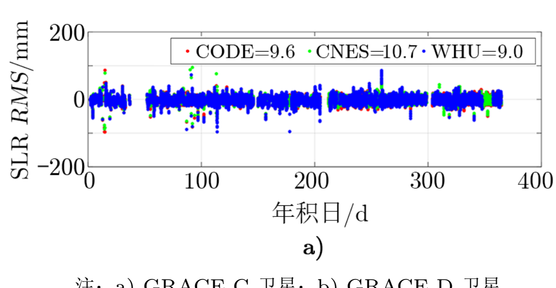
注：a) GRACE-C 卫星；b) GRACE-D 卫星。

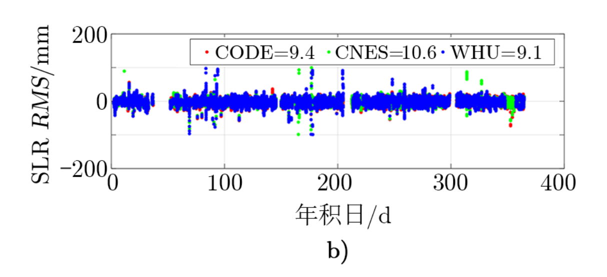
图 6　基于不同机构产品的固定解轨道与 JPL 精密轨道的切向差值

表 3　基于不同机构产品的固定解轨道与 JPL 精密轨道的三轴差值

卫星	产品源	切向/mm	法向/mm	径向/mm	三轴平均/mm
GRACE-C	CODE	6.0	6.2	5.1	5.8
	CNES	6.7	6.4	5.0	6.1
	WHU	6.7	6.5	5.3	6.2
GRACE-D	CODE	5.9	6.1	5.1	5.7
	CNES	6.5	6.3	4.9	5.9
	WHU	6.6	6.5	5.3	6.2

轨结果进行评估。选取数据质量较好的 9 个 SLR 测站 (Yarragadee, Greenbelt, Haleakala, Zimmerwald, Mount Stromlo, Wettzell, Graz, Herstmonceux, Potsdam) 进行分析。利用解算的 GRACE-FO 卫星轨道和 SLR 测站坐标计算测站与卫星间的距离，并与 SLR 观测值作差，其残差可反映定轨精度。图 7 为 SLR 测距残差值，大于 20 cm 的残差作为粗差剔除。图 7 a), b) 分别表示 GRACE-C 和 GRACE-D 卫星结果，红色、绿色和蓝色点分别表示利用 CODE、CNES 和 WHU 产品的结果。利用 CODE 和 WHU 产品的定轨结果与 SLR 符合较好，检核精度分别优于 9.6 mm 和 9.1 mm，基于 CNES 产品的检核精度优于 10.7 mm，SLR 检验精度整体差异小于 2 mm。





注：a) GRACE-C 卫星；b) GRACE-D 卫星。

图 7　基于不同机构产品的固定解轨道 SLR 检核残差

4.4　星间基线结果分析

GRACE-FO 卫星同时搭载了 K 波段激光测距仪，其测距精度可达微米级[32]。利用单星精密定轨结果作差计算出两颗卫星间的距离，与 KBR 观测值进行对比，可准确反映轨

道的切向精度。图 8 为 2019 年 180 d 利用精密轨道计算的星间距离与 KBR 测距值差值的标准差 (standard deviation, STD)，其中红色点为采用 PCV 改正的浮点解结果，绿色为无 PCV 改正的固定解结果，蓝色为采用 PCV 改正的固定解结果。可以看出，固定模糊度可以将测距残差由 5.4 mm 减小至 1.7 mm，对天线 PCV 进行改正可以将测距残差由 3.0 mm 减小至 1.7 mm。图中浮点解结果在 12 h 左右误差较大，主要是由于该时段可视 GPS 卫星数较少，正确固定模糊度能够有效提升该时段的定轨精度。图 9 为 2019 年全年 KBR 测距残差的 STD 值。利用 CODE, CNES 和 WHU 产品解算的 GRACE-FO 卫星精密轨道星间 KBR 残差STD值分别优于 1.8, 2.3 和 2.1 mm，与文献 [26] 中评估结果类似。

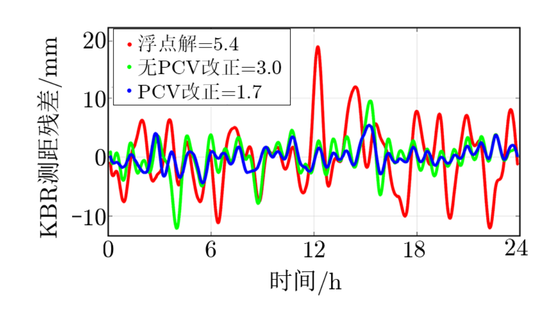


图 8　利用 2019 年 180 d 轨道计算的 KRB 测距残差

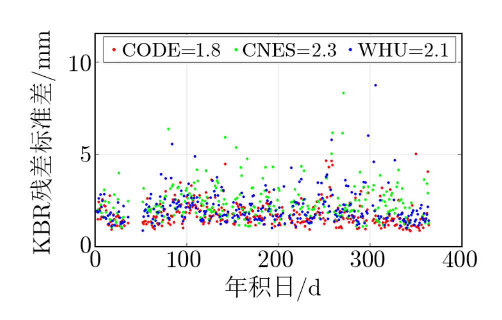


图 9　基于不同机构产品的固定解轨道 KBR 残差标准差

5　结　论

本文利用宽巷和窄巷相位偏差产品对载波相位观测值进行改正，实现了单星精密定轨中模糊度参数的固定；同时基于无电离层组合载波相位残差估计天线 PCV 改正数，实现了星载接收天线的在轨标定。利用 GRACE-FO 卫星 2019 年在轨实测数据，分别采用 CODE, CNES 和 WHU 发布的 GPS 精密轨道、钟差和相位偏差产品进行 GRACE-FO 卫星模糊度固定和精密定轨。结果表明，天线 PCV 在轨标定能够有效减小载波相位残差，可进一步提升定轨精度，其中对轨道切向提升最为明显。采用不同机构产品的 GRACE-FO 卫星宽巷模糊度固定率优于99%，窄巷模糊度固定率优于 95%，其中基于 CODE 产品的模糊度固定率最高，宽巷固定率优于 99.4%，窄巷优于 96.8%。以 JPL 精密轨道作为参考，利用不同机构产品解算的 GRACE-FO 精密轨道三轴平均精度优于 7.0 mm。利用 SLR 测距值对 GRACE-FO 定轨结果进行检验，其中基于 CODE 和 WHU 产品的定轨结果 SLR 残差 RMS 值小于 10.0 mm，CNES 产品定轨结果 SLR 残差优于 11.0 mm。采用星间 KBR 测距值对 GRACE-FO 卫星相对轨道精度进行评估，基于 CODE, CNES 和 WHU 产品的相对轨道精度分别优于 1.8, 2.3 和 2.1 mm。不同机构产品 GRACE-FO 卫星精密定轨结果整体差异小于 2 mm。另外，在本文分析中，部分观测时段内由于可视卫星数较少导致基于 GPS 的简化动力学定轨精度变差，后续随着多模 GNSS 星载接收机陆续在轨应用，结合多系统相位偏差产品，基于模糊度固定的单星定轨精度将进一步提升。

参考文献：

[1] Bertiger W, Bar-Server Y E, Christensen E J, et al. Journal of Geophysical Research, 1994, 99(12): 24449
[2] Tapley B D, Ries J C, Davis G W, et al. Journal of Geophysical Research, 1994, 99(12): 24383
[3] Wu S C, Yunck T P, Thornton C L. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1991, 14(1): 24
[4] Kang Z, Tapley B D, Bettadpur S, et al. Journal of Geodesy, 2006, 80: 322
[5] Van den IJssel J, Visser P, Rodriguez E P. Advances in Space Research, 2003, 31(8): 1889
[6] 赵齐乐, 刘经南, 葛茂荣, 等. 武汉大学学报·信息科学版, 2006, 31(10): 879
[7] 郭靖, 赵齐乐, 李敏, 等. 武汉大学学报·信息科学版, 2013, 38(1): 52
[8] Li M, Li W, Shi C, et al. Journal of Geodesy, 2017, 91: 1313
[9] Li X, Zhang K, Meng X, et al. Engineering, 2020, 6(8): 904
[10] Jäggi A, Hugentobler U, Bock H, et al. Advances in Space Research, 2007, 39(10): 1612
[11] Hackel S, Montenbruck O, Steigenberger P, et al. Journal of Geodesy, 2017, 91: 547
[12] 邵凯, 易彬, 张厚喆, 等. 测绘学报, 2021, 50(4): 487
[13] Luthcke S B, Zelensky N P, Rowlands D D, et al. Marine Geodesy, 2003, 26: 399
[14] 秦建, 郭金运, 孔巧丽, 等. 武汉大学学报·信息科学版, 2014, 39(2): 137
[15] Bock H, Jäggi A, Meyer U, et al. Journal of Geodesy, 2011, 85: 807
[16] Bock H, Jäggi A, Beutler G, et al. Journal of Geodesy, 2014, 88: 1047
[17] Kroes R, Montenbruck O, Bertiger W, et al. GPS Solutions, 2005, 9: 21
[18] Zhao Q, Hu Z. Geo-spatial Information Science, 2010, 13(3): 221
[19] Ge M, Gendt G, Rothacher M, et al. Journal of Geodesy, 2008, 82(7): 389
[20] Laurichesse D, Mercier F, Berthias J P, et al. Navigation, 2009, 56(2): 135
[21] Collins P, Bianath S, Lahaye F, et al. Navigation, 2010, 57(2): 123
[22] Bertiger W, Desai S D, Haines B, et al. Journal of Geodesy, 2010, 84: 327
[23] Montenbruck O, Hackel S, Jäggi A. Journal of Geodesy, 2018, 92: 711
[24] Loyer S, Perosanz F, Mercier F, et al. Journal of Geodesy, 2012, 86: 991
[25] 张小红, 李盼, 左翔. 武汉大学学报·信息科学版, 2013, 38(9): 1009
[26] Arnold D, Schaer S, Villiger A, et al. Undifference Ambiguity Resolution for GPS Based Precise Orbit Determination of Low Earth Orbiters Using the New CODE Clock and Phase Bias Products. http://www.bernese.unibe.ch/publist/2018/post/IGSWS2018_LEOAR.pdf, 2018
[27] Guo X, Geng J, Chen X, et al. GPS Solutions, 2020, 24: 14
[28] Haines B, Bar-Sever Y, Bertiger W, et al. Marine Geodesy, 2004, 27(1-2): 299
[29] Jäggi A, Dach R, Montenbruck O, et al. Journal of Geodesy, 2009, 83(12): 1145
[30] 马洋, 欧吉坤, 袁运斌. 大地测量与地球动力学, 2015, 35(2): 186
[31] Wen H, Kruizinga G, Paik M, et al. Grace-Fo Level-1 Data Product User Handbook, JPL D-56935. Pasadena: JPL, 2019: 20
[32] Kang Z, Bettadpur S, Nagel P, et al. Journal of Geodesy, 2020, 94: 85.
[33] Blewitt G. Journal of Geophysical Research, 1989, 94(B8): 10187
[34] Wu J T, Wu S C, Hajj G, et al. Manuscripta Geodaetica, 1993, 18(2): 91
[35] Melbourne W G. Bulletin Géodésique, 1985, 58(4): 373
[36] Wübbena G. Bulletin Géodésique, 1985, 58(4): 403
[37] 胡志刚, 赵齐乐, 郭靖, 等. 测绘学报, 2011, 40: 34
[38] Berger C, Biancale R, Ill M, et al. Journal of Geodesy, 1998, 72(3): 161
[39] Gu D, Lai Y, Liu J, et al. Chinese Journal of Aeronautics, 2016, 29(5): 1335
[40] Xia Y, Liu X, Guo J, et al. Acta Geod Geophys, 2021, 56(1): 93
[41] Schaer S, Villiger A, Arnold D, et al. Journal of Geodesy, 2021, 95: 81
[42] Villiger A, Schaer S, Dach R, et al. Journal of Geodesy, 2019, 93: 1487
[43] Geng J, Chen X, Pan Y, et al. Journal of Geodesy, 2019, 93: 2053
[44] Dong D, Bock Y. Journal of Geophysical Research, 1989, 94 (B4): 3949

GRACE-FO Precise Orbit Determination with Single Receiver Ambiguity Resolution

JIN Biao[1,2,3], LI Yu-qiang[1], ZHOU Wei[4], LI Zhu-lian[1], CHEN Shan-shan[5]

(1. Yunnan Observatories, Chinese Academy of Sciences, Kunming 650216, China; 2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. Space Star Technology Co., Ltd., Beijing 100094, China; 4. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China; 5. Beijing Sixents Technology Co., Ltd., Beijing 100094, China)

Abstract: Single receiver ambiguity resolution can significantly improve the accuracy of orbit determination for low earth orbit (LEO) satellites. Carrier phase bias product is employed to calibrate the satellite phase delay, and single difference (SD) observation between satellites is applied to remove the phase delay of receiver. Combined with related GPS precision orbit and clock products, wide lane and narrow lane ambiguities are fixed to integer. Ionosphere free (IF) ambiguity is recovered with the fixed wide lane and narrow lane ambiguities. The resolved SD ionosphere free ambiguities are taken as pseudo observations to constrain the undifferenced IF ambiguity parameters and derive the orbit of LEO satellite. Antenna phase center variation (PCV) is estimated with carrier phase residuals of IF combination. GPS precise orbits, clock and phase bias products provided by Center for Orbit Determination in Europe (CODE), Centre National d'Etudes Spatiales (CNES) and Wuhan University (WHU) are used to perform the single receiver ambiguity resolution and precise orbit determination. The performance of ambiguity resolution and orbit accuracy related to the different products is analyzed. In-flight antenna PCV correction can effectively reduce the carrier phase residuals and improve the orbit accuracy, especially the along-track orbit accuracy. With products from different institutions, the fixing rates of wide-lane and narrow-lane ambiguities are better than 99% and 95%. Compared with the precise orbit generated by Jet Propulsion Laboratory (JPL), the one dimensional accuracy of GRACE-FO's orbit determined with single receiver ambiguity resolution is better than 7.0 mm. RMSs of SLR residuals for GRACE-FO orbits generated with CODE, CNES and WHU's products are 9.6, 10.7 and 9.1 mm. Standard deviations (STDs) of the independent K-band range (KBR) residuals for the three kinds of orbits are 1.8, 2.3 and 2.1 mm respectively. The overall difference of GRACE-FO orbits calculated with different products is less than 2 mm.

Key words: GRACE-FO satellites; single receiver ambiguity resolution; antenna phase center variation (PCV); precise orbit determination